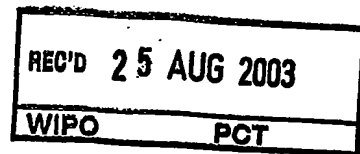


BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND



PRIORITY DOCUMENT

SUBMITTED OR TRANSMITTED IN COMPLIANCE WITH RULE 17.1(a) OR (b)



Prioritätsbescheinigung über die Einreichung einer Patentanmeldung

Aktenzeichen:

102 38 061.9

Anmeldetag:

20. August 2002

Anmelder/Inhaber:

Litef GmbH, Freiburg im Breisgau/DE

Bezeichnung:

Verfahren zur Bestimmung und Kompensation des durch Wellenlängenänderung verursachten Skalenfaktorfehlers in einem GPS-gestützten INS-System

IPC:

G 01 C 21/16

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 28. Juli 2003

Deutsches Patent- und Markenamt

Der Präsident

im Auftrag

Stos

MÜLLER · HOFFMANN & PARTNER - PATENTANWÄLTE

European Patent Attorneys - European Trademark Attorneys

Innere Wiener Strasse 17
D-81667 München

Anwaltsakte: 54.327
Anmelderzeichen: LTF-201-DE

Mü/kx
20.08.2002

LITEF GMBH

Lörracher Str. 18

D-79115 Freiburg

**Verfahren zur Bestimmung und Kompensation
des durch Wellenlängenänderung verursachten Skalenfaktorfehlers
in einem GPS-gestützten INS-System**

Beschreibung

- 1 Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Bestimmung und Kompensation des
durch Wellenlängenänderung bei mehrachsigen, aus einer gemeinsamen Licht-
quelle gespeisten faseroptischen Gyroskops (FOG) verursachten Skalenfaktor-
fehlers in einem GPS-gestützten, mit Kalman-Korrekturfilter ausgerüsteten iner-
5 tialen Kurs- und Lagereferenzsystem (INS-System).

Aus DE 196 51 543 C1 ist es für Kurs- und Lagereferenzsysteme mit über GPS-
Empfänger gestütztem Inertialsystem bekannt, bei iterativer Korrekturbewertung
einer Plattformrechnung mittels eines Kalman-Filters, die über den GPS-
0 Empfänger bereitgestellten Kurs- und Lagewinkel von den entsprechenden durch
einen Inertialsensor gelieferten Daten zu subtrahieren, um unabhängig von
Beschleunigungssensoren eine genaue Kurs-/Lagereferenz mit vergleichsweise
hoher Bandbreite zu erhalten. Korrekturmodelle für GPS/INS-Mechanisierungen
von Kurs- und Lagereferenzsystemen mit Korrektur der INS-Werte über ein
15 Kalman-Filter sind bei Berücksichtigung unterschiedlicher Störgrößen auch aus
der Buchveröffentlichung Kayton/Fried, AVIONICS NAVIGATION SYSTEMS, A
WILEY-INTERSCIENCE PUBLICATION, Second Edition 1997, S. 72 - 98 bekannt.

Allgemein ist es auch bekannt, dass die Fehler inertialer Sensoren, wie Null-
20 punktfehler, Skalenfaktor und Achsenausrichtfehler bei solchen INS/GPS-
Systemen mit Hilfe externer Stützinformation unter Anwendung einer Kalman-
Filtertechnik geschätzt und danach zur Korrektur der Sensordaten benutzt wer-
den können. Satelliten-Navigationssysteme, wie das US-amerikanische GPS
(Global Positioning System), sind dazu besonders geeignet, da sie driftfrei mit
25 hoher Genauigkeit die Position und die Geschwindigkeit nahezu kontinuierlich
bereitstellen. Aus der Differenz zwischen den Positions- bzw. Geschwindigkeits-
daten des GPS und des inertialen Systems ist man durch Kalman-Filter in der
Lage, die Fehler der inertialen Sensoren zu schätzen, um eine entsprechende
Korrektur vorzunehmen.

30

Die Bestimmung der Sensorfehler mit Hilfe externer Stützinformation und Kal-
man-Filtertechnik, wie erwähnt, setzt jedoch ein bestimmtes Maß an Bewe-
gungsdynamik des Fahrzeugs, z. B. eines Flugzeugs, voraus. Die verschiedenen
Fehlermechanismen der inertialen Sensoren lassen sich nur so anregen und
können dann über den Kalman-Filter beobachtet werden. Im Allgemeinen aber

- 1 bewegen sich diese Fahrzeuge in einer horizontalen Ebene, wobei die Nick- und
Rollbewegungen nur für kurze Dauer größere Werte annehmen. Andererseits
geht bei sehr großen Lagewinkeländerungen, z. B. bei Akrobatikflügen von Flug-
zeugen, der GPS-Empfang ganz verloren, da die GPS-Antenne die Satelliten-
5 signale nicht mehr empfangen kann. Der Skalenfaktor lässt sich jetzt nicht
mehr zufriedenstellend schätzen bzw. bestimmen. Andererseits tritt eine Er-
höhung des Skalenfaktorfehlers aufgrund einer Wellenlängenänderung der
Lichtquelle erst nach längerem Einsatz der Systeme in Erscheinung. Bei Kurs-/
Lagereferenz-Systemen bleibt die Reduzierung der Systemgenauigkeit meistens
10 unerkannt, da durch eine Lot- und Magnetsensorstützung der Fehler dieser
Systeme weitgehend unterdrückt wird und sich damit als technisch relativ un-
bedenklich erweist. Bei zukünftigen Aufgaben im Bereich insbesondere einer
unterstützten Trägheitsnavigation und bei hohen Anforderungen bezüglich der
Lagewinkelgenauigkeit ist aber eine Verbesserung der Skalenfaktorgenauigkeit
15 und deren Langzeitstabilität unbedingt erforderlich.

Der Erfindung liegt damit die Aufgabe zugrunde, ein Verfahren bereitzustellen,
durch das sich die Skalenfaktorgenauigkeit insbesondere bei einem GPS-ge-
stützten inertialen Kurs- und Lagereferenzsystem verbessern lässt, das mit ei-
20 nem mehrachsigen faseroptischen Gyroskop ausgerüstet ist, das aus einer ge-
meinsamen Lichtquelle gespeist wird.

Die Erfindung ist bei einem Verfahren zur Bestimmung der Kompensation des
durch Wellenlängenänderung bei mehrachsigen, aus einer gemeinsamen Licht-
quelle gespeisten faseroptischen Gyroskops (FOG) verursachten Skalenfehlers in
einem GPS-gestützten, mit Kalman-Korrekturfilter ausgerüsteten inertialen
Kurs- und Lagereferenzsystem erfindungsgemäß dadurch gekennzeichnet, dass
der für eine Achse mit vergleichsweise hoher Bewegungsdynamik ermittelte
Skalenfaktorfehler als Kalman-Filterkorrekturwert für die Skalenfaktor-Fehler-
30 korrektur aller Messachsen des FOGs mit niedrigerer Bewegungsdynamik ver-
wendet wird.

Die Erfindung beruht auf der Beobachtung und Feststellung, dass der Skalen-
faktor zwar für die vertikale Messachse eines dreiachsigen Inertialkurs- und
35 Lagereferenzsystems bestimmt werden kann, sich jedoch für die horizontalen
Messachsen nicht zufriedenstellend schätzen lässt. Dadurch ergibt sich zwar
eine gute Genauigkeit bei Kursänderungen, jedoch treten erhebliche Lagefehler

- 1 bei großen Lagewinkeländerungen auf. Diese Probleme lassen sich mit der Erfindung zuverlässig beseitigen.

- In vorteilhafter Ausführungsform der Erfindung wird also bei einem dreiachsigen Kurs- und Lagereferenzsystem der für die Vertikalachse z ermittelte Skalenfaktorfehler zur Fehlerkompensation für die übrigen Messachsen x, y zur Skalenfaktor-Fehlerkorrektur angewendet.

- 10 Mit der Erfindung werden die technischen Möglichkeiten des Kalman-Filters mit einer modernen FOG-Technologie so verbunden, dass ein größeres Maß von Nutzen erreicht und der Skalenfaktorfehler für alle drei Messachsen insgesamt wesentlich besser kompensiert wird.

- 15 Die Erfindung und vorteilhafte Einzelheiten werden nachfolgend unter Bezug auf die Zeichnungen in beispielsweiser Ausführungsform näher erläutert. Es zeigen:

- 20 **Fig. 1** ein Funktions-Blockschaltbild eines durch GPS-Daten-gestützten (inertialen) Trägheitsnavigationssystems mit Kalman-Filter-Korrektur; und

- Fig. 2** das detailliertere Funktions-Blockschaltbild zur Erläuterung der Fehlerkorrektur insbesondere der Skalenfaktorkorrektur nach dem erfindungsgemäßen Verfahren.

- 30 Der Skalenfaktor eines faseroptischen Gyroskops oder Faserkreisels innerhalb eines inertialen Trägheitsnavigationssystems 10 wird durch zwei Faktoren maßgeblich bestimmt. Die im (nicht gezeigten FOG) durch eine äußere Drehrate erzeugte Sagnac-Phase wird durch die Wellenlänge (bzw. Frequenz) des Lichts in der Glasfaser und durch die geometrischen Abmessungen der Faserspule (umwickelte Fläche) bestimmt. Bei einem rückstellenden System wird des Weiteren die Skalierung der Rückstellung (Skalierung: Drehwinkelinkrement/Sagnac-Phase) in der Faserkreisel-Regelschleife für den Skalenfaktor bestimmend. Bei einer mehrachsigen, z. B. einer dreiachsigen FOG-Architektur 2 (s. Fig. 2), die 35 von einer gemeinsamen Lichtquelle 1 gespeist wird, bestimmt und kontrolliert eine Hilfsregelschleife 3 in der FOG-Elektronik den elektrischen Skalenfaktor. Andererseits wird der durch die geometrischen/mechanischen Abmessungen der

1 FOG-Sensorspulen beeinflusste Skalenfaktorfehler über die Systemkalibration
(Kalibrationsdaten) erfasst und mittels einer FOG-Fehlerkorrektur 4 kompensiert. Bei dieser Systemkalibration wird auch die Wellenlänge der gemeinsamen Lichtquelle 1 indirekt berücksichtigt. Insbesondere werden also Fertigungsfehler
5 korrigiert. Änderungen der Wellenlänge der gemeinsamen Lichtquelle 1 im Betrieb werden nicht mehr erfasst. Das Funktionsschaltbild der Fig. 1 verdeutlicht insoweit den Stand der Technik, bei dem ein durch ein GPS-Navigationssystem 20 unter Verwendung eines Kalman-Filters 30 gestütztes inertiales Navigationssystem 10 veranschaulicht ist, dessen ausgangsseitige korrigierte Navigationsdaten einem übergeordneten Rechnersystem zur Verfügung gestellt werden.
10

Das Problem der beispielsweise durch Alterungseffekte der Lichtquelle 1 sich verändernden Skalenfaktoren ist natürlich bekannt. Zur Lösung sind bisher zwei relativ aufwändige Verfahren angewendet worden. Beim ersten Verfahren
15 setzt man eine Laser-Lichtquelle ein, bei der durch weitere optische Elemente das für den FOG-Betrieb benötigte Spektrum erzeugt wird. Teuer sind dabei vor allem die zusätzlichen optischen Komponenten, sowie die nahezu doppelte erforderliche Faserlänge aufgrund der größeren Wellenlänge dieser Lichtquellen. Eine andere vorgeschlagene Möglichkeit besteht in der direkten Messung der Wellenlänge und der damit ermöglichten rechnerischen Kompensation des zugehörigen
20 Skalenfaktorfehlers. Der dazu benötigte interferometrische Messaufbau erfordert aber einige zusätzliche optische und elektrische Komponenten, die das Gesamtsystem erheblich verteuern. Eine markt- und konkurrenzfähige Lösung unter Anwendung dieser Möglichkeit existiert nicht.

Die Erfindung nutzt unter anderem die Erkenntnis aus, dass eine Wellenlängenänderung der für alle drei Messachsen einer sogenannten FOG-Triade gemeinsamen Lichtquelle 1 sich auf alle drei Messachsen gleichermaßen auswirkt. Darauf basiert die erfindungsgemäße Idee, nämlich den sehr gut bestimmten Skalenfaktorfehler der vertikalen Messachse z auch auf die beiden
30 horizontalen Messachsen x, y des faseroptischen Systems anzuwenden.

Bei einer vorteilhaften Ausführungsform der Erfindung wird zusätzlich beachtet, dass die horizontalen Achsen x, y maßgeblich an der Bestimmung der sicherheitskritischen Lagewinkel beteiligt sind, so dass die Skalenfaktor-Fehlerkorrektur nur mit einer großen Zeitkonstante erfolgen sollte. Dabei ist von Bedeutung,
35 dass die Änderung der Wellenlänge und damit die Erhöhung des Skalenfaktor-

1 fehlers durch Alterung der Lichtquelle über einen Zeitraum von einigen Monaten
erfolgt. Der genaue Zusammenhang zwischen Einsatzdauer und Wellenlängen-
verschiebung wurde bisher zwar noch nicht untersucht oder statistisch erfasst.
Neben dem Zeitfaktor hat auch die Umwelt (Temperatur, Vibration, usw.) einen
5 bedeutenden Einfluss. Bei Reparaturen mussten schon Lichtquellen nach
Betriebszeiten von 8 bis 12 Monaten ersetzt bzw. das System nachkalibriert
werden. Die Zeitkonstante der Korrektur des Kalman-Filters sollte also in einem
Bereich von 10 bis 20 Stunden liegen, wobei bei jedem neuen Flug auf dem
zuletzt geschätzten Fehlerwert aufgesetzt wird. Die Berücksichtigung einer
10 großen Zeitkonstante ist demnach unter dem Gesichtspunkt der Sicherheit
unproblematisch, da nur mit vergleichsweise sehr langsamen Veränderungen
der Lichtwellenlänge zu rechnen ist.

Wie die Fig. 2 erkennen lässt, werden zur Korrektur von Systemfehlern im
15 Kalman-Filter 30 außer bestimmten Nullpunktfehlertermen für alle drei
Messachsen die Skalenfaktoren für diese Achsen x, y, z im Systemblock 31
korrigiert bzw. kompensiert, und zwar nur unter Berücksichtigung eines zuvor
bestimmen Skalenfaktorfehlers für die vertikale Messachse z. Die korrigierten
Daten werden dann zusammen mit Beschleunigungsdaten für alle drei Achsen
20 x, y, z der Navigationsrechnung 6 zugeführt und das Ergebnis zusammen mit
den GPS-Navigationsdaten auf den Kalman-Filter 30 rückgeführt.

Die Lösungen und Vorteile der Erfindung lassen sich wie folgt zusammenfassen:

1. Bei einem GPS-gestützten inertialen Kurs- und Lagereferenzsystem mit meh-
reren aus einer gemeinsamen Lichtquelle gespeisten FOG-Sensoren wird mit
Hilfe von aus einer relativ hohen Dynamik ausgesetzten Messachse gewonne-
ner Systeminformation unter Anwendung von Kalman-Filtertechnik ein
Skalenfaktorfehler bei allen Messachsen gleichermaßen kompensiert.
30
2. Diese Fehlerkorrektur wird bevorzugt mit großer Zeitkonstante angewendet,
um zu verhindern, dass kurzzeitige Störungen im Sützsensor, z. B. dem FOG-
Sensor, einer Vertikalachse und die damit möglicherweise verbundenen
fehlerhaften Schätzungen das Inertialsystem korrumpieren können. Um zu
35 verhindern, dass eine Fehlschätzung des Kalman-Filters das System korrump-
piert, ist es vorteilhaft ein Limit für die Korrektur einzuführen und bei
Erreichen dieses Limits eine Warnung bzw. eine Wartungsanforderung auszu-

1 geben.

3. Im Gegensatz zu anderen möglichen bekannten oder vorgeschlagenen Lösungen wird mit der Erfindung eine zuverlässige Reduzierung des Skalenfaktorf
5 fehlers des gesamten FOG-Systems erreicht, und zwar ohne zusätzlich Hardware-Kosten.

10

15

20

30

35

Patentansprüche

- 1 1. Verfahren zur Bestimmung und Kompensation des durch Wellenlängenänderung bei mehrachsigen, aus einer gemeinsamen Lichtquelle gespeisten faseroptischen Gyroskops (FOG) verursachten Skalenfaktorfehlers in einem GPS-gestützten, mit Kalman-Korrekturfilter ausgerüsteten inertialen
- 5 Kurs- und Lagereferenzsystem, **dadurch gekennzeichnet**, dass der für eine Achse mit vergleichsweise hoher Bewegungsdynamik ermittelte Skalenfaktorfehler als Kalman-Filterkorrekturwert für die Skalenfaktor-Fehlerkorrektur aller Messachsen des FOGs mit niedrigerer Bewegungsdynamik mit verwendet wird.
- 10 2. Verfahren nach Anspruch 1 bei einem drei-achsigen Kurs- und Lagereferenzsystem, **dadurch gekennzeichnet**, dass der für die Vertikalachse (z) ermittelte Skalenfaktorfehler zur Fehlerkompensation für die übrigen Messachsen (x, y) zur Skalenfaktor-Fehlerkorrektur angewendet wird.
- 15 3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet**, dass die mit Hilfe des für die Achse mit vergleichsweise hoher Bewegungsdynamik ermittelten Skalenfaktors zu bewirkende Fehlerkorrektur mit einer Zeitkonstante eingesetzt wird, die groß ist gegenüber zu erwartenden kurzzeitig wirkenden, nicht modulierbaren bzw. kompensierbaren Fehlerquellen.

20

25

30

Zusammenfassung

Verfahren zur Bestimmung und Kompensation des durch Wellenlängenänderung verursachten Skalenfaktorfehlers in einem GPS-gestützten INS-System

Bei einem GPS-gestützten, mit Kalman-Korrekturfilter (30) ausgerüsteten inertialen Kurs- und Lagereferenzsystem mit mehrachsigen faseroptischen Gyroskop ist erfindungsgemäß vorgesehen zur Bestimmung und Kompensation des durch Wellenlängenänderung einer gemeinsamen Lichtquelle (1) verursachten Skalenfaktorfehlers nur den für die Messachse, z. B. die Vertikalachse (z), mit vergleichsweise hoher Bewegungsdynamik ermittelten Skalenfaktorfehler als Kalman-Filter-Korrekturwert für die Skalenfaktor-Fehlerkorrektur aller Messachsen (x, y, z) des FOGs heranzuziehen. Diese Skalenfaktor-Fehlerkorrektur wird vorteilhafterweise nur mit großer Zeitkonstante eingesetzt. Durch die Erfindung lässt sich eine zuverlässige Korrektur des Skalenfaktors für alle Messachsen des FOG-Systems gewährleisten, und zwar ohne zusätzlichen Hardware-Aufwand und lediglich durch Anpassung der Kalman-Filterkorrektur.

(Fig. 2)

Figur für Zusammenfassung

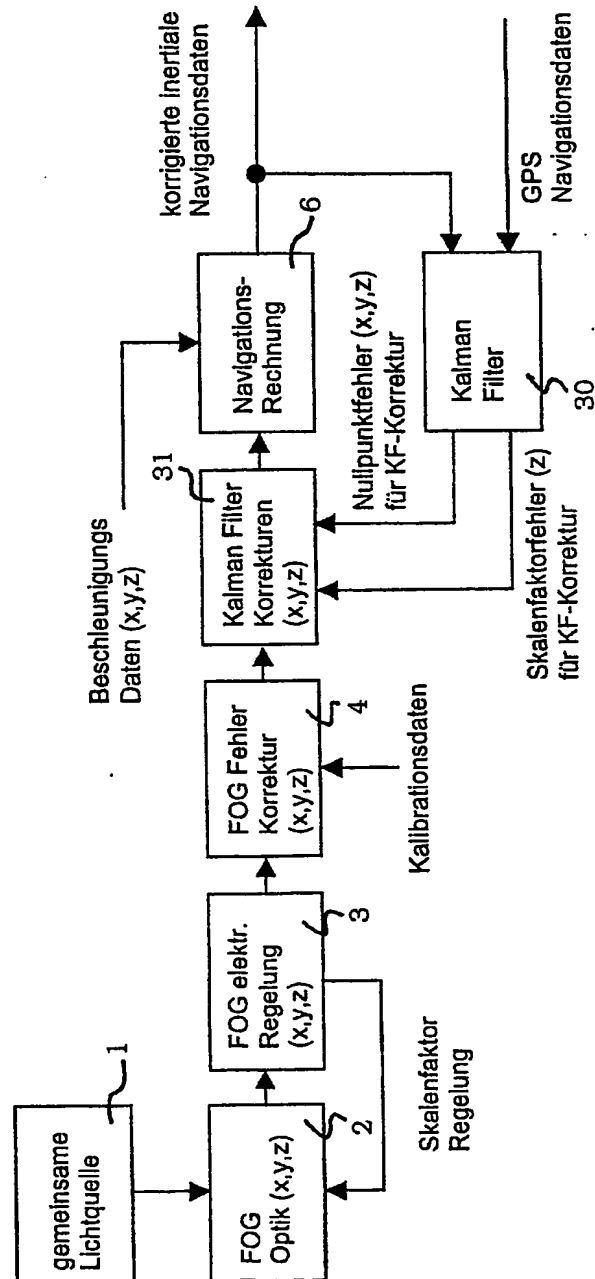


Fig. 2

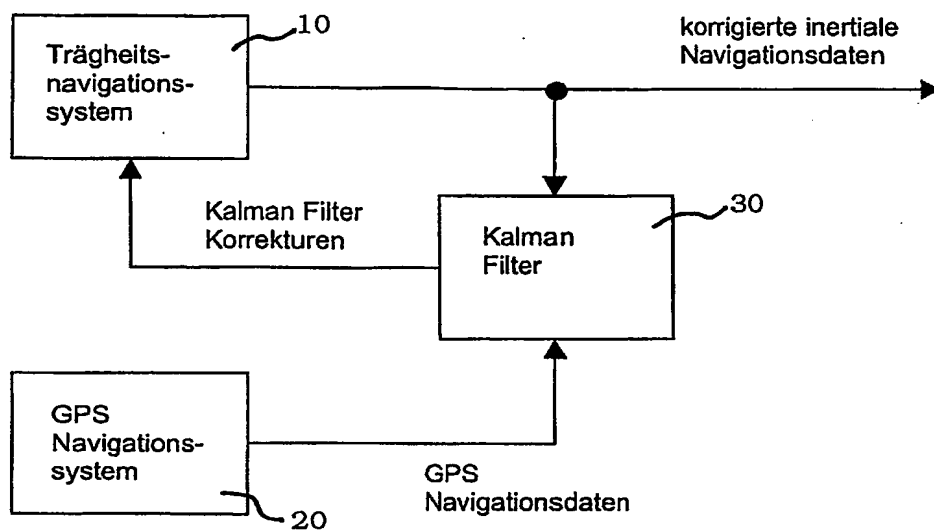


Fig. 1

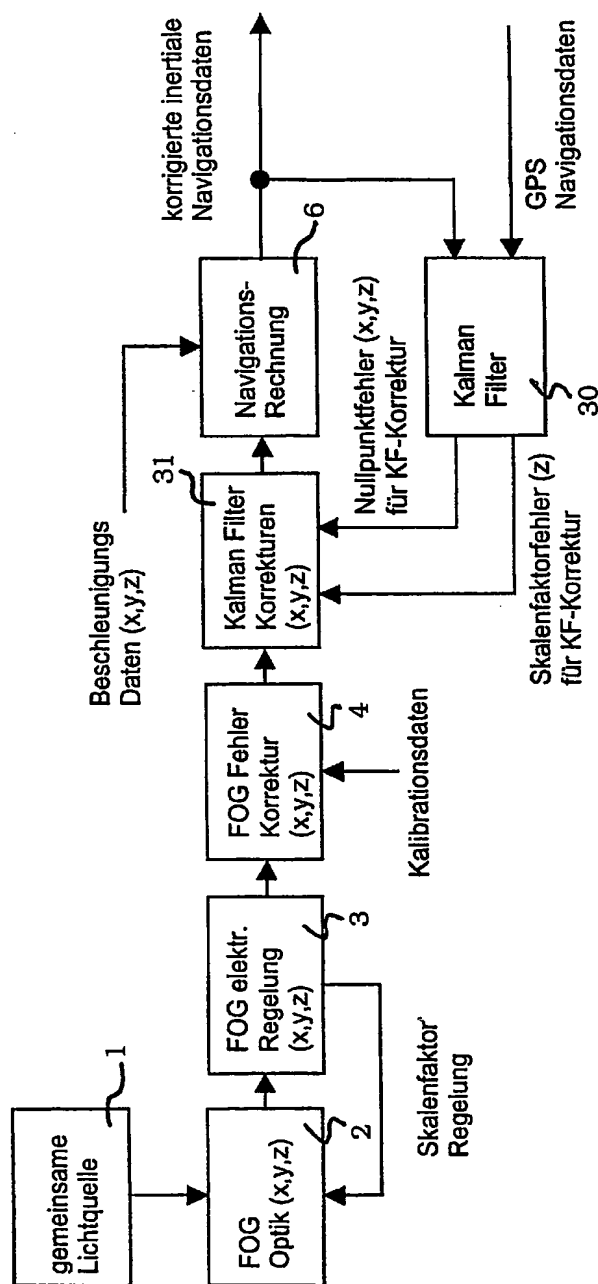


Fig. 2

10/524958

Rec'd PCT/PTO 18 FEB 2005

3)

MÜLLER · HOFFMANN & PARTNER

Attorney File: 56060

Applicant Reference: LTF-201-PCT/US

**LITEF GmbH
Loerracher Str. 18
79115 FREIBURG
GERMANY**

Priority: Germany (DE) August 20, 2002

No. 102 38 061.9

**Method for determination of and compensation for the
scale factor error caused by changes to the wavelength
in a GPS-supported INS system**

5 The invention relates to a method for determination of
and compensation for the scale factor error caused by
changes in the wavelength in multiple axis fiber-optic
gyroscopes (FOG) which are fed from a common light
source, in a GPS-supported inertial track and attitude
10 reference system (INS system) which is equipped with a
Kalman correction filter.

For track and attitude reference systems with an
inertial system that is assisted by means of a GPS
15 receiver, DE 196 51 543 C1 discloses the subtraction of
the track and attitude angles produced by means of the
GPS receiver from the corresponding data supplied by an
inertial sensor for iterative correction assessment of
a platform calculation by means of a Kalman filter, in
20 order to obtain an accurate track/attitude reference
with a comparatively wide bandwidth independently of
acceleration sensors. Correction models for GPS/INS
mechanizations for track and attitude reference systems
whose INS values are corrected by means of a Kalman
25 filter with different disturbance variables also being
considered are known from the published book
Kayton/Fried, AVIONICS NAVIGATION SYSTEMS, A WILEY-
INTERSCIENCE PUBLICATION, Second Edition 1997, pages
72-98.

30 In general, it is also known for the errors of inertial
sensors, such as the zero error (bias), scale factor
and axis alignment error in INS/GPS systems such as
these to be estimated with the aid of external
35 assistance information using a Kalman filter technique,
with the possibility of the estimated values then being
used for correction of the sensor data. Satellite
navigation systems, such as the US-American GPS
(Global Positioning System) are particularly suitable

for this purpose since they provide the position and the velocity virtually continuously, with high accuracy and without any drift. Kalman filters make it possible to use the difference between the position and velocity data from the GPS and from the inertial system to estimate the errors of the inertial sensors, in order to carry out an appropriate correction.

However, as mentioned, the determination of the sensor errors with the aid of external assistance information and Kalman filter techniques is dependent on a specific amount of motion dynamics of the vehicle, for example an aircraft. The various error mechanisms in the inertial sensors can be stimulated only in this way, and can then be observed via the Kalman filter. However, in general, these vehicles move on a horizontal plane, with the pitch and roll movements assuming relatively large values only for a short period. On the other hand, GPS reception is lost entirely during very major attitude angle changes, for example when aircraft are engaged in aerobatics, since the GPS antenna can no longer receive the satellite signals. The scale factor can now no longer be estimated or determined satisfactorily. Furthermore, any increase in the scale factor error resulting from a change in the wavelength of the light source becomes evident only after the systems have been in use for a relatively long time. The reduction in the system accuracy in the case of track/attitude reference systems generally remains unidentified, since the error in these systems is largely suppressed by vertical sensor and magnetic sensor assistance, and has thus been found to be technically relatively insignificant. However, an improvement in the scale factor accuracy and in its long-term stability is absolutely essential for future tasks in the field, in particular, of assisted inertial navigation and when the attitude angle accuracy is subject to stringent requirements.

The invention is thus based on the object of providing a method by means of which the scale factor accuracy can be improved, particularly in the case of a GPS-supported inertial track and attitude reference system which is equipped with a multiple axis fiber-optic gyroscope that is fed from a common light source.

In the case of a method for determination of the compensation for the scale error caused by changes in the wavelength in multiple axis fiber-optic gyroscopes (FOGs) fed from a common light source in a GPS-supported inertial track and attitude reference system equipped with Kalman filter correction, the invention ^{comprises a} ~~uses the~~ scale factor error determined for one axis with relatively fast motion dynamics being used as the Kalman filter correction value for the scale factor error correction for all the measurement axes of the FOG^s with slower motion dynamics.

The invention is thus based on the observation and finding that, although the scale factor can be determined for the vertical measurement axis of a three-axis inertial track and attitude reference system, it cannot be estimated satisfactorily for the horizontal measurement axes. This admittedly results in good accuracy in the case of track changes, although large attitude errors occur in the presence of large attitude angle changes. These problems can be reliably overcome by means of the invention.

Thus, in one advantageous embodiment of the invention, the scale factor error determined for the vertical axis z in a three-axis track and attitude reference system is used for scale factor error correction, for error compensation for the other measurement axes x , y .

The invention links the technical capabilities of the Kalman filter with a modern FOG technology so as to achieve better utilization and, overall, to provide

considerably better compensation for the scale factor error for all three measurement axes.

5 The invention and advantageous details will be explained in more detail in the following text, using one embodiment by way of example, and with reference to the drawings, in which:

10 **Figure 1** shows a functional block diagram of an inertial navigation system, supported by GPS data and with Kalman filter correction; and

15 **Figure 2** shows a more detailed functional block diagram in order to explain the error correction, in particular the scale factor correction, based on the method according to the invention.

20 The scale factor of a fiber-optic gyroscope or fiber gyro within an inertial navigation system 10 is governed predominantly by two factors. The Sagnac phase which is produced by an external spin rate in the FOG (which is not illustrated) is governed by the
25 wavelength (or frequency) of the light in the glass fiber and by the geometric dimensions of the fiber coil (the area enclosed by the winding). Furthermore, in a resetting system, the scaling of the reset (scaling: rotation angle increment/Sagnac phase) in the fiber
30 gyro control loop governs the scale factor. In the case of a multiple axis, for example three-axis, FOG architecture 2 (see Figure 2), which is fed from a common light source 1, the electrical scale factor is determined and monitored by an auxiliary control loop 3
35 in the FOG electronics. On the other hand, the scale factor error, that is influenced by the geometric/mechanical dimensions of the FOG sensor coils is recorded via the system calibration (calibration data), and is compensated for by means of an FOG error

correction 4. The wavelength of the common light source 1 is also indirectly taken into account in this system calibration. Thus, in particular, manufacturing errors are corrected. Changes in the wavelength of the common light source 1 during operation are no longer recorded. To this extent, the functional circuit diagram in Figure 1 illustrates the prior art, which illustrates an inertial navigation system 10 that is supported by a GPS navigation system 20 using a Kalman filter 30 and whose corrected navigation data on the output side is passed to a higher-level computer system.

The problems associated with the changes in the scale factors that occur, for example, as a result of ageing effects of the light source 1 are, of course, known. In the past, two relatively complex methods have been used to solve this. In the first method, a laser light source is used in which the spectrum required for FOG operation is produced by further optical elements. The primary expensive factor in this case is the additional optical components, as well as the fact that the required fiber length is virtually twice as long, owing to the longer wavelength of these light sources. Another proposed option is to directly measure the wavelength, which makes it possible to compensate for the associated scale factor error computationally. The interferometric test layer that is required for this purpose requires a number of additional optical and electrical components, however, which make the overall system considerably more expensive. No marketable and competitive solution using this option exists.

The invention makes use, inter alia, of the discovery that a change in the wavelength of the light source 1 which is common for all three measurement axes of a so-called FOG triade has the same effect on all three measurement axes. This is based on the idea according to the invention, specifically of also using the scale factor error of the vertical measurement axis z , which

can be determined very well, for the two horizontal measurement axes x , y of the fiber-optic system.

One advantageous embodiment of the invention additionally takes account of the fact that the horizontal axes x , y are the governing factor on the determination of the safety-critical attitude angles, so that the scale factor error correction should be carried out only with a long time constant. In this case, it is important that the change in the wavelength, and thus the increase in the scale factor error, are caused by ageing of the light source over a time period of several months. Until now, the precise relationship between the period of use and the shift in wavelength has admittedly not yet been investigated or recorded statistically. In addition to the time factor, the environment (temperature, vibration, etc) also has a significant influence. When repairs are carried out, it has been necessary to replace light sources or to recalibrate the system after light source operating times of only 8 to 12 months. The time constant for correction of the Kalman filter should thus be in a range between 10 and 20 hours, with the most recently estimated error value being used for each new flight. The consideration of a long time constant is accordingly not problematic from the safety view point, since only comparatively very slow changes in the light wavelength need be expected.

As can be seen from Figure 2, in addition to specific bias error terms for all three measurement axes, the scale factors for these axes x , y , z are corrected or compensated for in the system block 31 in order to correct system errors in the Kalman filter 30, to be precise considering only one previously determined scale factor error for the vertical measurement axis z . The corrected data is then passed together with acceleration data for all three axes x , y , z to the navigation calculation 6, and the result is fed back

with the GPS navigation data to the Kalman filter 30.

The solutions and advantages of the invention can be summarized as follows:

5

1. In a GPS-supported inertial track and attitude reference system having a number of FOG sensors which are fed from a common light source, any scale factor error is compensated for uniformly for all measurement axes using a Kalman filter technique and with the aid of system information obtained from a measurement axis which is subject to relatively fast dynamics.
10
- 15 2. This error correction is preferably used with a long term constant, in order to prevent short-term disturbances in the supporting sensor, for example the FOG sensor, for a vertical axis, and the possibly erroneous estimates associated with this, being able to corrupt the inertial system. In order to prevent an incorrect estimate of a Kalman filter corrupting the system, it is advantageous to introduce a limit for the correction, and to emit a warning or a maintenance demand on reaching this limit.
20
25
3. In contrast to other possible known or proposed solutions, the invention achieves a reliable reduction in the scale factor error of the entire FOG system, to be precise without additional hardware costs.
30

Patent Claims

1. A method for determination of and compensation for the scale factor error caused by changes in the wavelength in a multiple axis fiber-optic gyroscope (FOG) which is fed from a common light source, in a GPS-supported inertial track and attitude reference system which is equipped with a Kalman correction filter, **characterized** in that the scale factor error determined for one axis with relatively fast motion dynamics is used as the Kalman filter correction value for the scale factor error correction for all the measurement axes of the FOG with slower motion dynamics.
2. The method as claimed in claim 1 for a three-axis track and attitude reference system, **characterized** in that the scale factor error determined for the vertical axis (z) is used for scale factor error correction, for error compensation for the other measurement axes (x, y).
3. The method as claimed in claim 1 or 2, **characterized** in that the error correction to be implemented with the aid of the scale factor determined for the axis with comparatively fast motion dynamics is used with a time constant which is long in comparison to expected short-term error sources which cannot be modulated or compensated for.

Abstract

In a GPS-supported inertial track and attitude reference system which is equipped with a Kalman correction filter (30) and has a multiple axis fiber-optic gyroscope, the invention provides for only that scale factor error which is determined for the measurement axis, for example the vertical axis (z) with relatively fast motion dynamics to be used as the Kalman filter correction value for the scale factor error correction for all the measurement axes (x, y, z) of the FOG in order to determine and compensate for the scale factor error caused by changes in the wavelength of a common light source (1). This scale factor error correction is advantageously used only with a long time constant. The invention ensures reliable correction for the scale factor for all measurement axes of the FOG system, to be precise without additional hardware complexity and only adaptation of the Kalman filter correction.

(Figure 2)

1/2

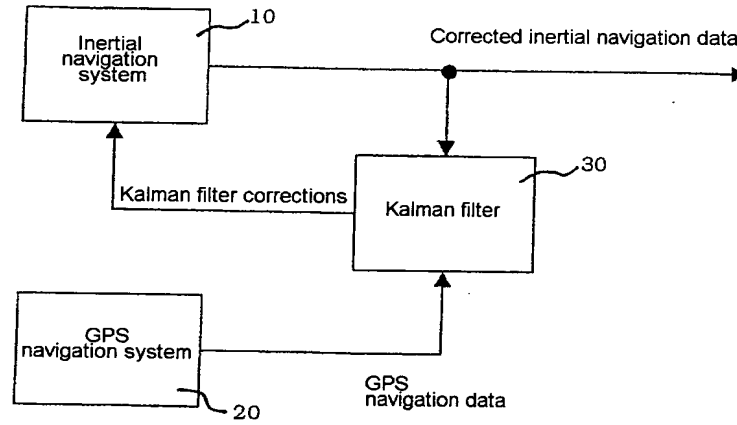


Fig. 1

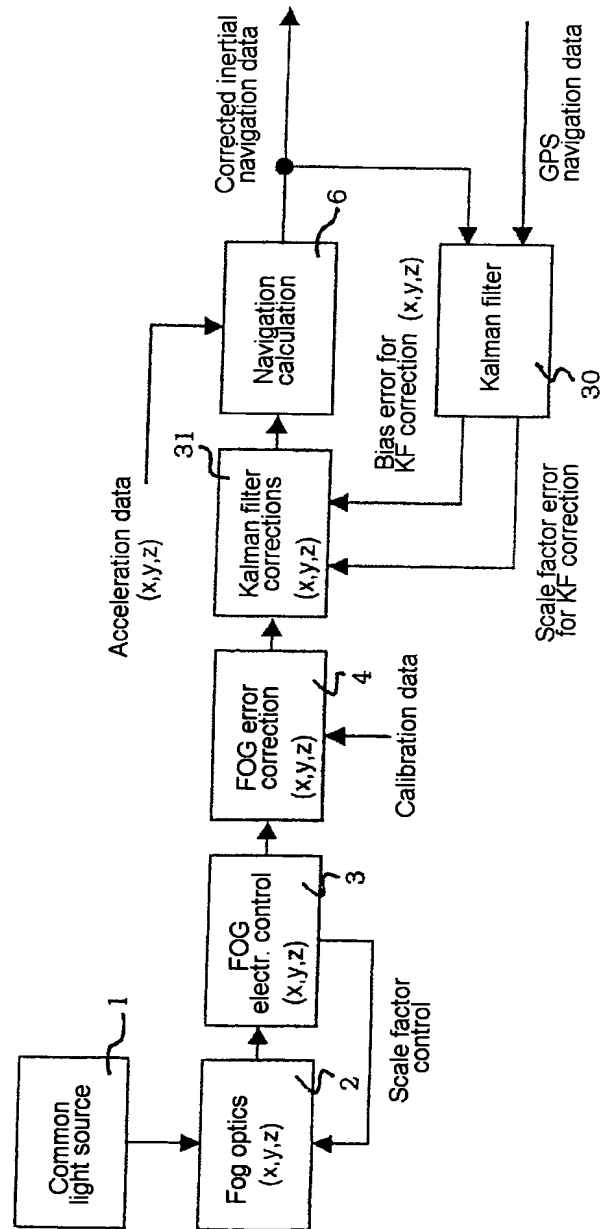


Fig. 2